

<http://htkz.cn>

引用格式:姜源,何国松. 考虑弹性与多约束的导弹模型预测稳定控制[J]. 航天控制, 2025, 43(2): 26-32. (JIANG Yuan, HE Guosong. Missile model predictive stability control considering elasticity and multiple constraints [J]. Aerospace Control, 2025, 43(2): 26-32.)

考虑弹性与多约束的导弹模型预测稳定控制

姜 源, 何国松

江南机电设计研究所, 贵阳 550009

摘 要 针对弹性频率低、多约束的细长体防空导弹稳定控制问题, 提出了一种考虑弹性与多约束的线性时变模型预测控制方法。首先, 为保证中频段的幅值衰减, 采用过载误差积分输出对导弹线性状态空间方程进行增广, 在模型预测控制全状态反馈策略下, 控制器继承了传统三回路控制方法的结构; 其次, 以确保导弹过载和姿态响应的快速性和平顺性为准则构建代价函数, 将导弹的稳定控制问题转化为对模型预测控制进行滚动优化求解; 最后, 为保证系统在弹性工况下的稳定性和弹性抑制能力, 在输出端串入陷波器。仿真结果证明, 所提出的方法具有良好的弹性抑制能力和多约束处理能力, 同时相比于传统三回路控制方法具有更快的响应速度和更高的控制精度。

关键词 多约束; 防空导弹; 预测控制; 弹性抑制

中图分类号: TJ765 文献标识码: A 文章编号: 1006-3242(2025)02-0026-07

Missile model predictive stability control considering elasticity and multiple constraints

JIANG Yuan, HE Guosong

Jiangnan Electromechanical Design Institute, Guiyang 550009, China

Abstract Aiming at the stability control of a slender air defense missile under low elastic frequency and multiple constraints, a linear time-varying model predictive control method which is considered under elasticity and multiple constraints is proposed. Firstly, in order to ensure the amplitude attenuation in the mid-frequency band, the overload error integral output is used to augment the missile's linear state space equation. Under the model predictive control full state feedback strategy, the controller inherits the structure of the traditional three-loop control method. Then, a cost function is established, which is based on the criterion of ensuring the rapidity and smoothness of the missile's overload and attitude response, and the missile's stability control problem is transformed into a rolling optimization solution of model predictive control. Finally, in order to ensure the stability and elastic suppression capability of the system under elastic working conditions, a notch is inserted into series at the output end. The simulation results show that the proposed method has faster response speed, higher control accuracy and better elas-

收稿日期: 2024-12-02

作者简介: 姜 源 (1991-), 男, 硕士, 工程师, 主要从事导航、制导与控制方面的研究工作。

tic suppression ability, compared with the traditional three-loop control method.

Key words Multi-constraint; Air defense missiles; Predictive control; Elastic suppression

0 引 言

随着现代战争形态的演变,防空导弹系统在国家安全方面发挥着越来越重要的作用。为应对高空、高速、大机动和隐身空袭武器的作战需求,突破导弹防御体系,实现精确快速打击,设计细长体气动外形的导弹以提升机动性、速度和隐身性能已成为一种趋势。随着细长体导弹优势的逐步显现,如何增强其飞行性能成为值得进一步研究的课题。将模型预测控制引入防空导弹自动驾驶仪设计中,依据当前的预测模型、惯组测量和捷联计算姿态信息,考虑舵机的物理约束,通过滚动优化的策略,实时决策出满足约束的控制指令,进而提高导弹的飞行性能,获得更高的任务灵活性和环境适应性。

细长体导弹在提升机动性、速度和隐身性能的同时,也给自动驾驶仪的设计带来了困难,主要体现在导弹表现出明显的弹性特征。如果自动驾驶仪仍按刚性弹体进行设计,未考虑弹性振动的动态特性,将对控制系统产生不利影响,情况严重的可能导致自动驾驶仪失稳,甚至导致弹体结构损坏。

在当前的研究中,三回路控制^[1-4]结构因结构简单和可实现性强的优势,已被广泛应用于全球各类导弹设计,并成为首选方案。该方法在标称状态下将系统等效为一个理想的三阶弹簧阻尼系统,对控制参数进行解算,设计师利用全空域理论弹道数据对多维参数进行标定,期望使系统性能尽可能达到最优,然而这一过程工作量大,对设计师的设计经验也有较高要求;此外,基于经典控制设计的三回路控制器不善于处理多约束问题,决策未深入融合约束条件,设计过程中需尽可能保证状态远离约束边界,均不利于导弹极限性能的发挥。

随着现代控制理论的发展,学者们对防空导弹自动驾驶仪进行了大量研究,应用了模型预测控制^[5]、鲁棒控制^[6]、最优控制^[7-8]、神经网络^[9-10]和滑膜控制^[11]等现代控制方法。然而,这些控制策略未考虑导弹的弹性以及舵机物理特性约束,工程可实现性较低。

模型预测控制(Model predictive control, MPC)

是一种基于模型的优化控制技术,其突出特点是对模型的宽容性、有限时域滚动优化策略以及在设计中考虑各种软、硬约束^[12]。针对刚性控制对象,文献[13]提出了一种基于强化学习的参数自适应模型预测控制方法,解决了状态受限条件下高超音速变形飞行器的高精度控制问题。通过仿真证明,该控制方案在参数不确定性和舵机延迟条件下,能够满足飞行器多约束的高精度控制。针对挠性控制对象,文献[14]考虑了控制输入约束,设计了鲁棒模型预测控制器,从而实现了大型挠性航天器姿态角的快速跟踪,并对大挠性附件振动具有良好的抑制作用。综上所述,模型预测控制针对刚性和挠性控制对象已取得了一定的研究成果,但针对弹性控制对象实现快速及高精度控制的研究仍然较少。

针对上述问题,设计了线性时变模型预测控制器(Linear time-varying model predictive control, LTV-MPC)。在预测模型中引入前馈信息,并以过载跟踪误差的积分对导弹状态方程进行增广,在 MPC 全状态反馈控制策略下,使控制系统具备更快的响应速度,同时在中频段具有足够的幅值衰减。为了确保弹性弹体在一阶弹性频率处具有足够的幅值衰减,以保证系统的弹性抑制能力,在控制输出端加入陷波器。以保证导弹过载和姿态响应的快速性和平顺性作为准则,构建代价函数。为确保 LTV-MPC 控制器决策输出的可行性,通过权重设计调整阻尼回路的截止频率,以保证系统满足舵机带宽的约束。同时,考虑最大舵偏角和最大舵偏角速度,建立硬约束,并通过带约束的二次规划(Quadratic programming, QP)求解出最优控制序列。最后,通过与传统三回路控制方法的对比,考察了该方法的快速性和控制精度。

1 防空导弹侧向动力学方程

为不失一般性,本文讨论的导弹弹体为轴对称,研究其纵向平面内的运动。若只考虑弹体的刚性运动,忽略其弹性运动,通过对弹体采用“固化原则”和小扰动假设下的线性化,则导弹纵向动力学可由短周期运动方程来近似描述,如下所示:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 \alpha + a_3 \delta = 0 \\ \dot{\theta} = a_4 \alpha + a_5 \delta \\ \vartheta = \theta + \alpha \end{cases} \quad (1)$$

式中: a_1 为导弹的气动阻尼系数, a_2 为导弹的静稳定系数, a_3 为舵效率系数, a_4 为导弹的推力升力系数, a_5 为舵升力系数, α 为攻角, θ 为弹道倾角, ϑ 为俯仰角, δ 为舵偏角。

将式(1)写成状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_p = \mathbf{A}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{B}_p u \\ \mathbf{y}_p = \mathbf{C}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{D}_p u \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\dot{\mathbf{x}}_p = [\dot{\vartheta} \quad \dot{\alpha}]^T$, $\mathbf{x}_p = [\vartheta \quad \alpha]^T$, $u = \delta$, $\mathbf{A}_p = \begin{bmatrix} -a_1 & -a_2 \\ 1 & -a_4 \end{bmatrix}$, $\mathbf{B}_p = \begin{bmatrix} -a_3 \\ -a_5 \end{bmatrix}$, $\mathbf{C}_p = \frac{V}{57.3g} [0 \quad a_4]$, $\mathbf{D}_p = \frac{V}{57.3g} a_3$, g 为重力加速度, V 为导弹速度, \mathbf{y}_p 为弹体响应过载。

2 控制器设计

2.1 预测模型构建

为实现“前馈+反馈”的控制器结构对式(2)进行改写,引入过载误差和前馈指令输入信息得

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_p = \mathbf{A}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{B}_p u \\ e_y = \mathbf{C}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{D}_p u - u_k \end{cases} \quad (3)$$

式中: u_k 为过载指令, $e_y = \mathbf{y}_p - u_k$ 表示系统的过载跟踪误差。

然后用过载跟踪误差积分输出对式(3)进行增广,即

$$e_{y1}(t) = \int_0^t e_y(\tau) d\tau \Leftrightarrow \dot{e}_{y1}(t) = e_y \quad (4)$$

式中: e_{y1} 为过载跟踪误差积分。

定义一组新的状态变量 $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_p \quad e_{y1}]^T$, 输出变量 $\mathbf{y} = [\dot{\vartheta} \quad e_{y1}]^T$, 可得增广后状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_m & \\ \mathbf{C}_m & \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_m \\ \mathbf{D}_m \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_k \\ -1 \end{bmatrix} u_k \\ \mathbf{y} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x} \end{cases} \quad (5)$$

式(5)增广矩阵可控, 当且仅当式(2)可控, 显然式(2)是可控的。

最后对式(5)进行离散化和增量化处理后可得预测模型:

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A} \Delta \mathbf{x}(k) + \mathbf{B} \Delta u(k) + \tilde{\mathbf{B}} \Delta u_k(k) \\ \Delta \mathbf{y}(k) = \mathbf{C} \Delta \mathbf{x}(k) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\Delta \mathbf{x}(k)$ 表示系统状态增量, $\Delta \mathbf{y}(k)$ 表示系统输出增量, $\Delta u(k)$ 为控制输入增量, $\Delta u_k(k)$ 为制导指令增量, $\mathbf{A} = e^{\mathbf{A}_m T}$, $\mathbf{B} = \int_0^T e^{\mathbf{A}_m \tau} d\tau \cdot \mathbf{B}_m$, $\tilde{\mathbf{B}} = \int_0^T e^{\mathbf{A}_m \tau} d\tau \cdot \mathbf{B}_k$, $\mathbf{C} = \mathbf{C}_m$, T 为离散周期。

2.2 代价函数设计与带约束的优化问题

导弹在飞行过程中需要保证过载、姿态响应的快速性和平顺性, 因此, 代价函数中考虑过载偏差、舵偏角增量和俯仰角速度增量的信息是必要的。针对上述要求, 将代价函数设计为

$$J_1 = \sum_{i=1}^{N_p-1} \|\Delta \mathbf{y}(k+i|k)\|_{Q_y}^2 + \sum_{i=1}^{N_c} \|\Delta u(k+i|k)\|_{R_u}^2 \quad (7)$$

式中: $\Delta \mathbf{y}(k+i|k)$ 为当前 k 时刻对 $k+i$ 时刻的预测输出状态增量, $\Delta u(k+i|k)$ 为当前 k 时刻对 $k+i$ 时刻的预测控制输入增量, N_c 为控制时域, N_p 为预测时域, Q_y 为输出状态误差权重矩阵, R_u 为舵偏角增量权重。

此外, 还需要建立终端状态惩罚函数, 其定义为

$$V_F(\Delta \mathbf{x}(k+N_p|k)) = \|\Delta \mathbf{x}(k+N_p|k)\|_F^2 \quad (8)$$

式中: $\Delta \mathbf{x}(k+N_p|k)$ 为模型预测控制的终端状态, F 为终端权重矩阵, 是 Lyapunov 方程的正定解:

$$\mathbf{F} = (\mathbf{C}^T Q_y \mathbf{C} + \mathbf{k}_F^T \mathbf{R}_u \mathbf{k}_F) + (\mathbf{A} + \mathbf{B} \mathbf{k}_F)^T \mathbf{F} (\mathbf{A} + \mathbf{B} \mathbf{k}_F) \quad (9)$$

式中: \mathbf{k}_F 是使系统稳定的反馈增益矩阵。

综上所述, 代价函数设计为

$$\min_{\Delta u(k)} J = 0.5 \times \left(\sum_{i=1}^{N_p-1} \|\Delta \mathbf{y}(k+i|k)\|_{Q_y}^2 + \sum_{i=1}^{N_c} \|\Delta u(k+i|k)\|_{R_u}^2 + V_F(\Delta \mathbf{x}(k+N_p|k)) \right) \quad (10)$$

根据滚动优化理论, 由式(6)预测模型可以得到总的模型预测状态方程

$$\Delta \mathbf{Y}(k) = \mathbf{S}_x \Delta \mathbf{x}(k) + \mathbf{S}_u \Delta \mathbf{U}(k) + \mathbf{S}_{u_k} \Delta u_k \quad (11)$$

$$\text{式中: } \Delta \mathbf{Y}(k) = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{y}(k+1) \\ \Delta \mathbf{y}(k+2) \\ \Delta \mathbf{y}(k+3) \\ \vdots \\ \Delta \mathbf{y}(k+N_c) \\ \vdots \\ \Delta \mathbf{y}(k+N_p) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S}_x = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \mathbf{A}^2 \\ \mathbf{C} \mathbf{A}^3 \\ \vdots \\ \mathbf{C} \mathbf{A}^{N_c} \\ \vdots \\ \mathbf{C} \mathbf{A}^{N_p} \end{bmatrix}$$

$$S_u = \begin{bmatrix} CB & O_{2 \times 1} & O_{2 \times 1} & O_{2 \times 1} & O_{2 \times 1} \\ CAB & CB & O_{2 \times 1} & O_{2 \times 1} & O_{2 \times 1} \\ CA^2 B & CAB & CB & O_{2 \times 1} & O_{2 \times 1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ CA^{N_c-1} B & CA^{N_c-2} B & \dots & \dots & CB \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ CA^{N_p-1} B & CA^{N_p-2} B & \dots & \dots & CA^{N_p-N_c} B \end{bmatrix},$$

$$O_{2 \times 1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$S_{u_k} = \begin{bmatrix} C\tilde{B} \\ CA\tilde{B} \\ CA^2\tilde{B} \\ \vdots \\ CA^{N_c-1}\tilde{B} \\ \vdots \\ CA^{N_p-1}\tilde{B} \end{bmatrix}, \Delta U(k) = \begin{bmatrix} \Delta u(k) \\ \Delta u(k+1) \\ \Delta u(k+2) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1) \end{bmatrix}.$$

导弹飞行过程中,还受到舵机物理特性约束,即最大舵偏角、舵偏角速度,具体表现如下:

$$\begin{cases} \Delta u_{\min} \leq \Delta u(k+i|k) \leq \Delta u_{\max} \\ u_{\min} \leq u(k+i|k) \leq u_{\max} \end{cases} \quad (12)$$

式中: Δu_{\min} 和 Δu_{\max} 为舵偏角单周期最小/最大增量值, u_{\min} 和 u_{\max} 为舵偏角最小/最大值, $u(k+i|k)$ 为当前 k 时刻对 $k+i$ 时刻的预测控制输入。

导弹飞行过程中,约束条件具有时变性,为保证算法的通用性,将上式写为向量形式

$$\bar{A}\Delta U \leq \bar{b} \quad (13)$$

式中:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A_{\Delta u} \\ -A_{\Delta u} \\ A_u \\ -A_u \end{bmatrix}, \bar{b} = \begin{bmatrix} \Delta U_{\max} \\ -\Delta U_{\min} \\ \Delta U_{C \max} \\ -\Delta U_{C \min} \end{bmatrix},$$

$$A_{\Delta u} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix}, A_u = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ 1 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & 1 & \dots & 1 \end{bmatrix},$$

$$\Delta U_{\max} = \begin{bmatrix} \Delta u_{\max} \\ \vdots \\ \Delta u_{\max} \end{bmatrix}, \Delta U_{\min} = \begin{bmatrix} \Delta u_{\min} \\ \vdots \\ \Delta u_{\min} \end{bmatrix},$$

$$\Delta U_{C \max} = \begin{bmatrix} u_{\max} - u(k-1) \\ \vdots \\ u_{\max} - u(k-1) \end{bmatrix}, \Delta U_{C \min} = \begin{bmatrix} u_{\min} - u(k-1) \\ \vdots \\ u_{\min} - u(k-1) \end{bmatrix}.$$

将式(11)代入式(10),代价函数可简化为

$$J = \frac{1}{2} \times \Delta U^T(k)H\Delta U(k) + f^T\Delta U(k) + \Psi \quad (14)$$

式中:

$$Q = \begin{bmatrix} Q_y & O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} \\ O_{2 \times 2} & Q_y & O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} \\ O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} & \ddots & \vdots \\ O_{2 \times 2} & O_{2 \times 2} & \dots & Q_F \end{bmatrix}, O_{2 \times 2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$Q_F = \begin{bmatrix} F(1,1) & 0 \\ 0 & F(3,3) \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} R_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R_u & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & R_u \end{bmatrix},$$

$$H = S_U^T Q S_U + R, f = S_U^T Q^T (S_x \Delta x(k) + S_{u_k} \Delta u_k), \Psi =$$

$$\frac{1}{2} (S_x \Delta x(k) + S_{u_k} \Delta u_k)^T Q (S_x \Delta x(k) + S_{u_k} \Delta u_k).$$

由式(13)和(14)得到标准的QP问题,经求解可计算出最优控制序列

$$\begin{cases} \min_{\Delta u} \frac{1}{2} \times \Delta U^T(k)H\Delta U(k) + f^T\Delta U(k) \\ \text{s.t.} \\ \bar{A}\Delta U \leq \bar{b} \end{cases} \quad (15)$$

为补偿舵机延迟,这里取第 N_{yc} 个控制量作用于系统得

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k+N_{yc}|k) \quad (16)$$

式中: N_{yc} 为舵机延迟拍数。

2.3 陷波器设计

虽然针对刚性弹体设计的LTV-MPC控制器保证了中频段的幅值衰减将系统改善为低通滤波器,但在弹性工况下,控制器仍不能保证全空域弹道特征点在弹性中心频率附近具有足够的幅值衰减,因此,需要加入陷波器以提升控制系统的弹性抑制能力,陷波器的传递函数如下所示:

$$G_{sb}(s) = \frac{s^2 + 2\xi_{sb2}\omega_{tx}s + \omega_{tx}^2}{s^2 + 2\xi_{sb1}\omega_{tx}s + \omega_{tx}^2} \quad (17)$$

式中: ω_{tx} 为陷波中心频率,减小 ξ_{sb2} 增加陷波深度,增大 ξ_{sb1} 拓宽陷波宽度。

3 仿真校验

选择某型单级无翼正常式气动布局防空导弹作为控制对象,基于YHSIM实时仿真平台实现LTV-MPC控制算法,设置LTV-MPC算法控制周期 T 为4.55 ms;验证LTV-MPC控制算法的弹性抑制能力和约束处理能力,对比验证LTV-MPC控制算法与传统三回路控制方法的快速性和控制精度。

设置两个控制平面制导指令,前15 s为正旋指令,15 s以后为方波指令,两个平面指令对称,因此仿真验证仅展示执行系Z平面结果。

考虑舵机传递函数为

$$G_{dj}(s) = \frac{e^{-\tau_{dj}s}}{s^2 + \frac{2\xi s}{\omega} + 1} \quad (18)$$

式中： $\tau_{dj} = 0.00455, \omega = 220, \xi = 0.6$ 。

仿真 1. 在标称状态下,设置最大舵偏角为 24° ,最大舵偏角速度为 $350 (^\circ)/s$ 。在时域特性方面,如图 1~2 所示,LTV-MPC 控制器的过载响应更快,同时具有更小的超调量和更高的控制精度。在考虑舵机物

理约束条件的情况下,LTV-MPC 控制器“挖掘”出导弹更多的潜在作战能力。在频域特性方面,如图 3 所示,LTV-MPC 控制器的截止频率不大于 35 rad/s ,满足了舵机带宽约束。虽然相较于传统控制方法,控制器的过载响应速度更快,但在绝大多数飞行时段中,其截止频率更低,说明 LTV-MPC 控制器通过二次规划求解得到的多维参数配置更优,在同一快速性指标要求下,LTV-MPC 控制器对舵机带宽的要求降低,有助于降低导弹的成本。

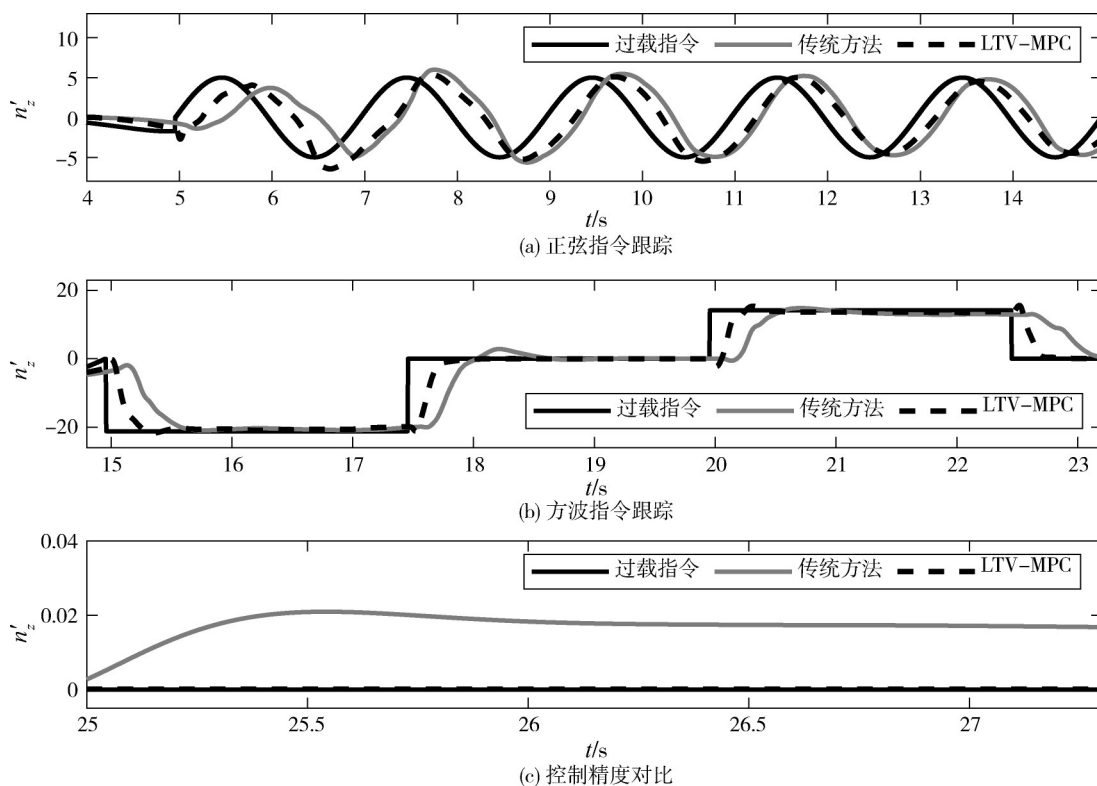


图 1 标称状态过载响应

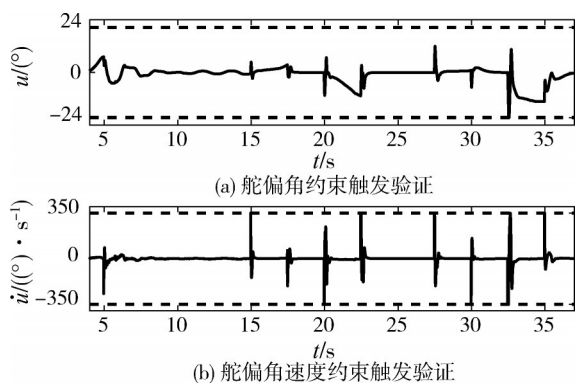


图 2 舵机物理约束触发

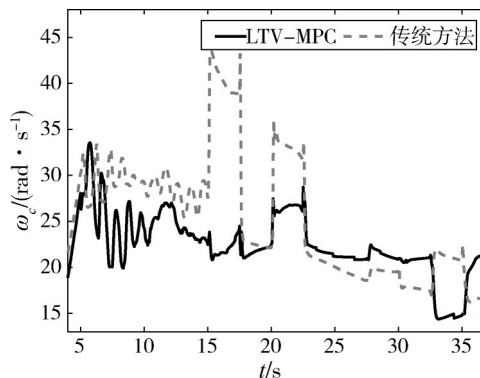


图 3 阻尼回路截止频率

仿真 2. 在标称状态下,设置导弹满载状态一阶弹性频率为 35 Hz ,空载状态一阶弹性频率为 65 Hz ,假

设导弹一阶弹性频率与质量为线性关系,在执行系侧向角速度和过载中分别加入幅值为 $7.0711 (^\circ)/s$

和 2.1213 的一阶弹性干扰信号。舵机控制指令、导弹响应过载和角速度如图 4 所示,虽然 LTV-MPC 控制器将系统改善为低通滤波器,若不加陷波器,仍不能保证系统在弹性中心频率附近具有足够的幅值衰减,控制器响应了高频弹性信号与弹体产生

共振,导致控制器失稳无法跟踪过载指令;加入陷波器后舵控制指令中弹性干扰信号得到有效抑制,舵控制指令与弹体未产生共振,系统仍能快速且精确地跟踪过载指令。

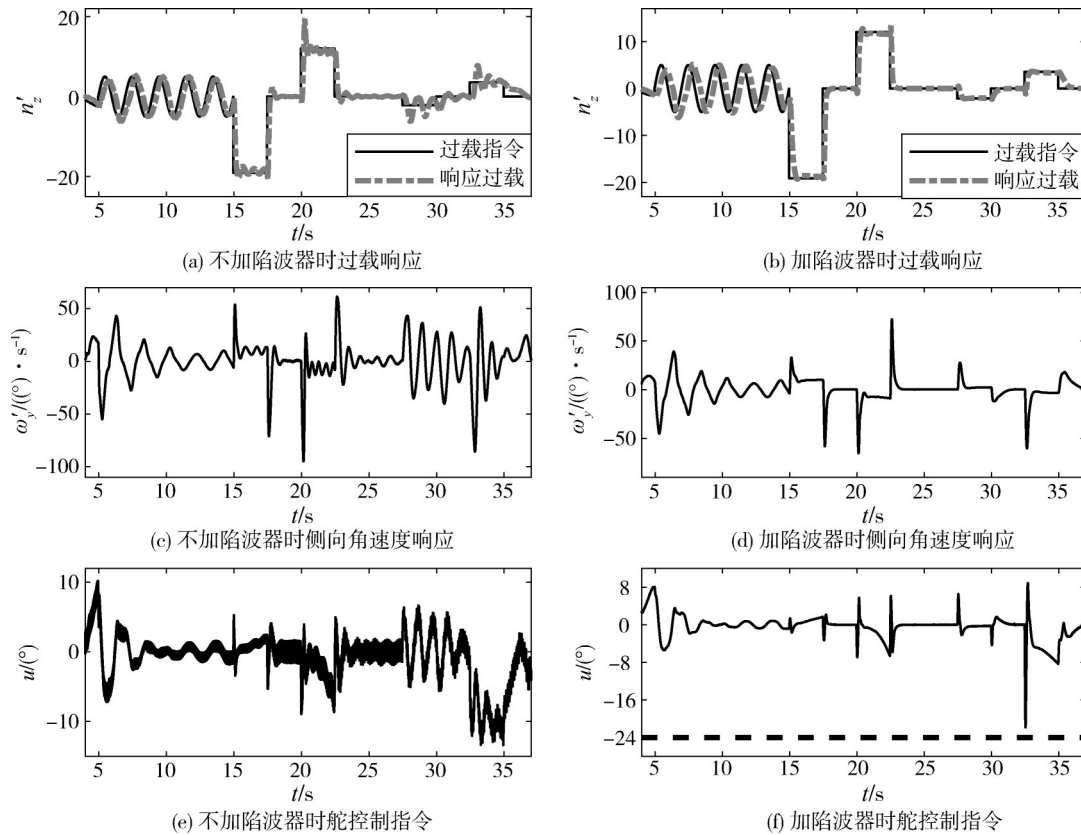


图 4 舵偏角控制指令和响应过载

4 结 论

研究了考虑弹性与多约束的细长体防空导弹线性时变模型预测稳定控制问题。基于防空导弹的线性模型,在此基础上构建了模型预测控制策略。基于 LTV-MPC 的自动驾驶仪继承了传统三回路控制方法的结构。由于模型预测控制的滚动优化策略和突出的约束处理能力,使舵机可以工作在约束边缘,控制器参数自适应能力更强,导弹性能得到了充分发挥。仿真结果表明,在极端工况下,验证了 LTV-MPC 控制器的多约束处理能力和良好的弹性抑制能力,与传统方法相比,所提出的控制器具有更快的过载响应速度和更高的控制精度。

参 考 文 献

- [1] 张欧,严曙馨. 几种防空导弹自动驾驶仪的研究分析[J]. 航天控制, 2020, 38(4): 34-39. (ZHANG Ou, YAN Shuxin. Research and analysis of several anti-aircraft missile autopilots[J]. Aerospace Control, 2020, 38(4): 34-39.)
- [2] 周春成. 三回路自动驾驶仪结构分析与设计[J]. 工业控制计算机, 2017, 30(3): 60-62+65. (ZHOU Chuncheng. Structural analysis and design of three-loop automatic pilot[J]. Industrial Control Computer, 2017, 30(3): 60-62+65.)
- [3] 陈中祥,韦汉林,任韦. 一种三回路过载自动驾驶仪设计方法[J]. 航天控制, 2023, 41(3): 50-57. (CHEN Zhongxiang, Wei Hanlin, Ren Wei. A design method for a three-loop overload autopilot[J]. Aerospace Control, 2023, 41(3): 50-57.)

- [4] 张明恩,李庆波,陈国良,等. 伪攻角反馈三回路自动驾驶仪频域设计法研究[J]. 工业控制计算机, 2021, 34(1): 14-16. (ZHANG Ming'en, LI Qingbo, CHEN Guoliang, et al. Research on frequency domain design method of three-loop automatic pilot with pseudo-angle of attack feedback [J]. Industrial Control Computer, 2021, 34(1): 14-16.)
- [5] 崔家明,马克茂,张公平. 基于NMPC的空空导弹自动驾驶仪设计[J]. 航空兵器, 2021, 28(3): 31-37. (CUI Jiaming, MA Kemaο, ZHANG Gongping. Design of air-to-air missile autopilot based on NMPC [J]. Aviation Weapons, 2021, 28(3): 31-37.)
- [6] ZHOU J P, WEI L, XIA Q 1, et al. Robust missile autopilot design based on dynamic surface control[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2023, 34(1):160-171.
- [7] 赵锋,田辈辈,刘奇. 输入饱和约束下导弹自动驾驶仪鲁棒最优自适应控制[J]. 航天控制, 2023,41(6): 11-17. (ZHAO Feng, TIAN Beibei, LIU Qi. Robust optimal adaptive control of missile autopilot under input saturation constraints [J]. Aerospace Control, 2023, 41(6):11-17.)
- [8] 徐婉莹,郑永斌,白圣建,等. 导弹三回路自动驾驶仪的最优控制设计方法[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(6): 194-202. (XU Wanying, ZHENG Yongbin, BAI Shengjian, et al. Optimal control design method for missile three-loop autopilot[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(6): 194-202.)
- [9] ASTROV I ,TATARLY S ,TATARLY S. Simulation of two-rate neural network control for stochastic model of missile autopilot [J]. Wseas Transactions on Systems, 2006,5(11):2536-2541.
- [10] 周航,张文杰,周建平,等. 模型大不确定下的导弹姿态控制系统设计[J]. 兵器装备工程学报, 2023,44(3): 191-196+287. (ZHOU Hang, ZHANG Wenjie, ZHOU Jianping, et al. Design of missile attitude control system under large model uncertainty [J]. Journal of Ordnance and Equipment Engineering, 2023, 44(3): 191-196+287.)
- [11] 熊佳富,李君龙,张锐,等. 导弹滑模抗干扰自动驾驶仪设计[J]. 宇航学报, 2022,43(6):743-750. (XIONG Jiafu, LI Junlong, ZHANG Rui, et al. Design of missile sliding mode anti-jamming autopilot[J]. Acta Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 743-750.)
- [12] 席裕庚,耿晓军,陈虹. 预测控制性能研究的新进展[J]. 控制理论与应用, 2000, 17(4): 469-475. (XI Yugeng, GENG Xiaojun, CHEN Hong. New progress in predictive control performance research [J]. Control Theory and Applications, 2000, 17(4): 469-475.)
- [13] 葛健豪,郭杰,王浩凝,等. 高超声速变外形飞行器自适应模型预测控制[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2023: 1-19 [2024-05-19]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0081>. (GE Jianhao, GUO Jie, WANG Haoning, et al. Adaptive model prediction control of hypersonic variable profile aircraft [J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023: 1-19 [2024-05-19]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0081>.)
- [14] 管萍,吴希岩,戈新生,等. 大型挠性航天器的鲁棒模型预测姿态控制[J]. 宇航学报, 2022, 43(4): 476-485. (GUAN Ping, WU Xiyan, GE Xinsheng, et al. Robust model predictive attitude control of large flexible spacecraft[J]. Acta Astronautica Sinica, 2022, 43(4): 476-485.)